

## PATENT ABSTRACTS OF JAPAN

(11)Publication number : 2003-137192

(43)Date of publication of application : 14.05.2003

(51)Int.Cl.

B64C 29/00  
F02K 3/12

(21)Application number : 2001-334845

(71)Applicant : MITSUBISHI HEAVY IND LTD

(22)Date of filing : 31.10.2001

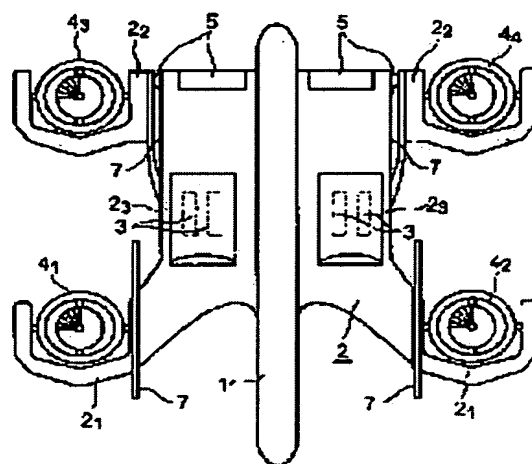
(72)Inventor : KAWAI HIDEJI

## (54) VERTICAL TAKING-OFF/LANDING CRAFT

(57)Abstract:

**PROBLEM TO BE SOLVED:** To provide a vertical taking-off/landing craft using a core separation type turbo fan engine omitting waste by unifying a cruise fan and a lift fan, in which a steering stability is excellent; an output of a propulsion force is possible against all space vectors; and a maneuverability is rich.

**SOLUTION:** The fan engines in the core separation type turbo fan engine are rotatably supported by two shafts in a pitch direction and a roll direction and are disposed at both sides of a front blade and a rear blade provided on the vertical taking-off/landing craft respectively. Hovering and cruising can be carried out by the same fan engine by tilting it by two shafts.



## LEGAL STATUS

[Date of request for examination]

[Date of sending the examiner's decision of rejection]

[Kind of final disposal of application other than the examiner's decision of rejection or application converted registration]

[Date of final disposal for application]

[Patent number]

[Date of registration]

[Number of appeal against examiner's decision of rejection]

[Date of requesting appeal against examiner's decision of rejection]

[Date of extinction of right]

(19)日本国特許庁 (J P)

(12) 公 開 特 許 公 報 (A)

(11)特許出願公開番号  
特開2003-137192  
(P2003-137192A)

(43)公開日 平成15年5月14日(2003.5.14)

(51)Int.Cl.<sup>7</sup>

識別記号

F I

ターボ\* (参考)

B 6 4 C 29/00

B 6 4 C 29/00

A

F 0 2 K 3/12

F 0 2 K 3/12

B

審査請求 未請求 請求項の数7 O L (全 12 頁)

(21)出願番号 特願2001-334845(P2001-334845)

(22)出願日 平成13年10月31日(2001.10.31)

(71)出願人 000006208

三菱重工業株式会社

東京都千代田区丸の内二丁目5番1号

(72)発明者 河合 秀治

名古屋市港区大江町10番地 三菱重工業株

式会社名古屋航空宇宙システム製作所内

(74)代理人 100083024

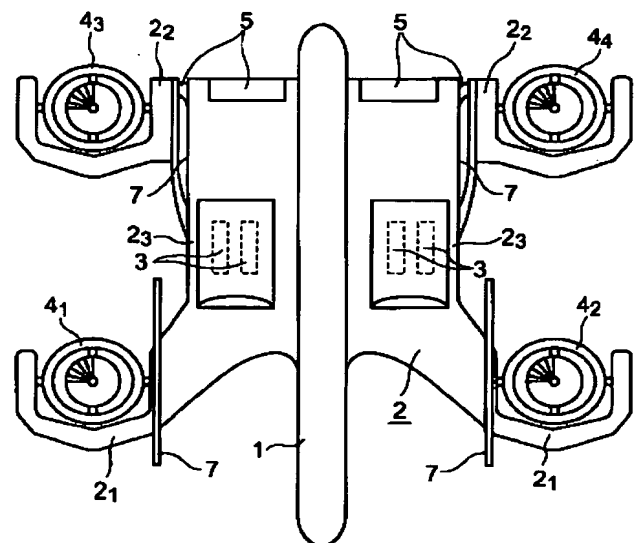
弁理士 高橋 昌久 (外1名)

(54)【発明の名称】 垂直離着陸機

(57)【要約】

【課題】 操縦安定性に優れ、全ての空間ベクトルに対する推力の出力が可能で機動性に富むと共に、クルーズ用ファンとリフト用ファンを共通とし、無駄を省いたコア分離型ターボファン・エンジンを用いた垂直離着陸機を提供する。

【解決手段】 コア分離型ターボファン・エンジンにおけるファン・エンジンを、ピッチ方向及びロール方向に回転可能に2軸で支持して構成し、かつ、このファン・エンジンを垂直離着陸機に設けた前翼と後翼のそれぞれ両側に配し、2軸でチルトさせることでホバリングとクルージングを同一ファン・エンジンでおこなえるようにした。



## 【特許請求の範囲】

【請求項1】 ホバリングとクルージングを同一推進装置でおこなえるようにした垂直離着陸機において、前記推進装置はコア・エンジンと、該コア・エンジンから高圧空気を供給されるファン・エンジンとからなるコア分離型ターボファン・エンジンで構成され、機体の前後に配した前翼と後翼とからなる翼体を有し、それぞれの翼体の両側に前記ファン・エンジンを配すると共に、該ファン・エンジンを2軸で支持してホバリングとクルージングを同一推進装置でおこなえるようにしたことを特徴とする垂直離着陸機。

【請求項2】 前記前翼と後翼の間の機体両側に中間翼部を設け、前記コア・エンジンを機体重心近傍の中間翼部に配したことを特徴とする請求項1に記載した垂直離着陸機。

【請求項3】 前記後翼は、前記前翼に配したファン・エンジンのクルーズ時の排気が重ならないよう前翼より高くしたことを特徴とする請求項1に記載した垂直離着陸機。

【請求項4】 前記後翼にエルロン、ラダーを配し、尾翼を設けないことを特徴とする請求項1に記載した垂直離着陸機。

【請求項5】 前記ファン・エンジンは、該ファン・エンジンを第1のヒンジで支持したサポートリングと、該サポートリングを翼体に取り付ける第2のヒンジと、前記第1と第2のヒンジのそれぞれを回転させる機構とを有していることを特徴とする請求項1に記載した垂直離着陸機。

【請求項6】 前記サポートリングの第1と第2のヒンジに燃料供給路を設け、燃料とコア・エンジンからの高圧空気を第2のヒンジに支持されたサポートリングを介して第1のヒンジに支持されたファン・エンジンに供給するようにしたことを特徴とする請求項5に記載した垂直離着陸機。

【請求項7】 前記翼体に設けられたファン・エンジンとコクピットを含むキャビン間とに、遮蔽板を有していることを特徴とする請求項1に記載した垂直離着陸機。

## 【発明の詳細な説明】

## 【0001】

【発明の属する技術分野】本発明は垂直離着陸機（VTOL）に関し、特に、コア・エンジンと、該コア・エンジンから高圧空気を供給され、2軸で支持したファン・エンジンとからなるコア分離型ターボファン・エンジンと、前記ファン・エンジンをそれぞれ両側に設置した前翼と後翼とからなり、ホバリングとクルージングを同一推進装置でおこなえるようにした垂直離着陸機に関するものである。

## 【0002】

【従来の技術】都市間における短時間での移動のために、都市部に近接した空港の建設が望まれているが、従

来型のジェット機は長大な滑走路と離着陸を安全に行うための広大な空域を必要とし、空港建設に莫大な費用を必要とするため地方の中小都市での建設は難しく、また大都市においても広大な土地の確保が困難なことから航空機の高騒音や安全面のため、近郊への空港建設は非常に困難である。そのため、大都市においても空港が遠隔地に建設され、一方中小都市においては空港建設そのものが難しいため大都市近郊の空港まで行かねばならず、いずれの場合も空港へのアクセスに時間を取られると共に大きな費用がかかり、場合によっては陸路での移動の方が時間的にも経済的にも有利な場合が生じる。

【0003】こういった問題を解決する手段としては、ヘリコプターや垂直離着陸機（VTOL）の利用が考えられるが、ヘリコプターは運べる重量やスピードが限られ、都市間の移動手段として満足できるものではない。一方垂直離着陸機は、離着陸を垂直に行うため長い滑走路が不要であるにもかかわらずクルージングは高速に行え、空港の占有面積が小さくて済むから建設費を安くでき、中小都市においても空港建設が可能であると共に大都市においても都心近くに建設が可能で、都市間の高速移動に適している。

【0004】垂直離着陸機として実用に供されているものは、チルト・ロータ・タイプやチルト・ウィング・タイプがある。チルト・ロータ・タイプの垂直離着陸機は、翼端に設けたロータ（エンジン）をファンごとチルトできるようにし、離陸時にはロータを垂直として垂直離陸し、通常運航時にはロータを水平として航行するものであり、チルト・ウィング・タイプは翼にファンを設け、この翼をチルト可能として離陸時は垂直とし、通常運航時には翼を水平として航行するものである。また垂直離着陸機は、垂直離着陸時の姿勢制御、すなわち重心周りのモーメント（釣り合い）が重要であるため、姿勢制御のための専用ファンを機体左右に設けたり、あるいはファン（推力点）を機体前後に設けたりして釣り合いをとる形式のものも提案されている。

【0005】しかしながら上記したチルト・ロータ・タイプやチルト・ウィング・タイプの垂直離着陸機においては、エンジンが大きくなるため機体の重心から離して配置する必要があり、慣性モーメントが大きくなって機動性に欠ける。また、ファン2基タイプだと、ファン径が大きくなって滑空着陸が不可能となり、万一ロータのチルト機構が故障した場合、着陸できないという安全面上の問題があると共に支点が2点のため操縦が不安定という欠点がある。特にチルト・ウィング・タイプにおいては、チルト機構が大型化し、さらに垂直離着陸時の釣り合いを確保するための姿勢制御機構（機体前後のファン等）も複雑化する等の理由により、機体の重量が増大化するのが一般である。従って、垂直離着陸時の成立の可否に係わる、もしくはペイロードの減少につながると

【0006】こういった問題点を解決するため、2001年7月発行の「航空技術」第10～19頁に記載された「革新的VTOL旅客機の構想」（以下従来技術1と称する）、及び特許第1861368号（特公平5-87655号公報、以下従来技術2と称する）には、コア分離型ターボファン・エンジンを用いて操縦安定性と低騒音、高速クルージングを可能とする垂直離着陸機が示されている。

【0007】コア分離型ターボファン・エンジンというのは、圧縮機、該圧縮機を駆動するための燃焼器及びタービンで構成されるコア・エンジンと、該コア・エンジンからの高压空気が高压空気ダクトなどで供給され、ファン駆動用の燃焼器とタービン、及び該タービンにより駆動されるファンとで構成されるファン・エンジンを分離したエンジンである。従来のターボファン・エンジンは、ファン、圧縮機、燃焼器、タービンをケース内に配してファンとタービンをシャフトで連結し、ファンで加速した空気を圧縮機で圧縮して燃焼することでタービンを回転させ、連結されたファンを回転させてタービンの排気とファンで排出された空気によって推力を得ていたが、ファンの軸心とタービンの軸心とを同一直線上に配していることからファンの推力方向に沿ってコア・エンジンを配置する必要がある、このためターボファン・エンジンの航空機への取り付け位置が限定され、設計の自由度が小さかった。

【0008】それに対してこのコア分離型ターボファン・エンジンは、コア・エンジンとファン・エンジンを離して設置できる上にファン・エンジンを薄型に構成でき、コア・エンジンの作動がファンの作動状態に影響されないため、安定性に優れ、応答性の良いエンジンとなる。また、開発が容易で整備性も良く、更に一基のコア・エンジンで複数のファン・エンジンを駆動できるなど、エンジンとしての柔軟性が格段に増える。

【0009】そのため従来技術1及び従来技術2においては、図15に示したように、このコア分離型ターボファン・エンジンを用い、コア・エンジン160を航空機の機体161の機体後部に配し、垂直離着陸用のホバリング用リフト・ファン162を翼163の両側に設けると共に、クルージング用ファン164を機体後部に設け、前記コア・エンジン160でこれらホバリング用リフト・ファン162とクルージングファン164の両方を切替えて駆動できるようにした。このようにすることにより、これまで実現性の無かった高速VTOL機が構成できる。

【0010】すなわちリフト・ファン162が薄いため、リフト・ファン162を超低騒音にすることができると共に機体を高速飛行に適した形状にでき、気流の乱れや不均一に対して安定性が高い。また、重心に対して対称位置にあるリフト・ファン162のコア・エンジン160が共通であるため、コア・エンジン160に異常

が生じた場合でも機体のバランスが崩れにくく、クルージング用ファン164とリフト・ファン162でコア・エンジン160を共用するため軽量となる。

【0011】

【発明が解決しようとする課題】しかしながら、この図15に示したような従来技術1、2に示された垂直離着陸機においては、リフト時とクルーズ時のファンが完全分離しており、ホバリング時にはクルーズ用ファン164の重量が、クルーズ時にはリフト用ファン162の重量がそれぞれよけいな重量となって無駄であり、また、リフト用ファン162が完全固定式であるため、ホバリング時の微調整が難しくなる。

【0012】そのため本発明においては、コア分離型ターボファン・エンジンを用い、操縦安定性に優れ、全ての空間ベクトルに対する推力の出力が可能で機動性に富むと共に、クルーズ用ファンとリフト用ファンを共通とし、無駄を省いた垂直離着陸機を提供することが課題である。

【0013】

【課題を解決するための手段】そのため本発明においては、請求項1に記載したように、ホバリングとクルージングを同一推進装置でおこなえるようにした垂直離着陸機において、前記推進装置はコア・エンジンと、該コア・エンジンから高压空気を供給されるファン・エンジンとからなるコア分離型ターボファン・エンジンで構成され、機体の前後に配した前翼と後翼とからなる翼体を有し、それぞれの翼体の両側に前記ファン・エンジンを配すると共に、該ファン・エンジンを2軸で支持してホバリングとクルージングを同一推進装置でおこなえるようにしたことを特徴とする。

【0014】このように翼体を前翼と後翼にわけ、前記推進装置を構成するファン・エンジンを前翼と後翼の両側に設けると共にファン・エンジンを2軸で支持して理論的に全ての空間ベクトルに推力が出せるようにすることで、操縦安定性が増し、さらにホバリング時も機体を傾けることなく前後、左右、回転の運動が可能となつて、大きな機動性が得られる。また、また、機体を任意の姿勢に保持した状態でのホバリングも可能となる。さらに、ファン径も、ファン2基タイプと較べて小さくすることができるから、いずれかのファンが故障して垂直着陸できない場合も、安全な滑空着陸が可能となる。

【0015】また、ファン・エンジンを2軸で支持することによって推力を下方と後方に向けることが可能となり、同一ファン・エンジンでホバリングとクルージングをおこなうことができると共にリフト形態からクルーズ状態への遷移もスムーズに行うことが可能となり、非常に効率の良い垂直離着陸機が実現できる。

【0016】またコア・エンジンは、請求項2に記載したように、前記前翼と後翼の間の機体両側に中間翼部を設け、前記コア・エンジンを機体重心近傍の中間翼部に

配したことを特徴とする。

【0017】このように、コア・エンジンを機体重心近傍の中間翼部に配することによって機体の重量配分のバランスが良くなり、コア・エンジンの故障などがあっても滑空を安全におこなうことができると共に翼強度も軽減でき、またコア・エンジンの火災などの場合も機体に及ぶことが少なく、安全性の面でも優れている。

【0018】そして後翼は、請求項3に記載したように、前記後翼は、前記前翼に配したファン・エンジンのクルーズ時の排気が重ならないよう前翼より高くしたことを特徴とする。

【0019】このように、クルーズ時の排気が重ならないよう後翼を前翼より高くすることにより全てのファン・エンジンの推力が揚力発生に貢献し、かつ、滑空離陸時において機体後部が下がった場合でも、ファン・エンジンと地上とのクリアランスが保たれて安全に離陸することが可能となる。

【0020】そして本発明になる垂直離着陸機は、前記したようにファン・エンジンを前翼と後翼の両側に設けると共にファン・エンジンを2軸で支持することで、理論的に全ての空間ベクトルに推力が出せるからクルージング時も機体制御をこれらファン・エンジンでおこなうことができ、通常の航空機に用いられる垂直尾翼、水平尾翼、垂直尾翼に設けられて機体のヨウ方向の制御を行うラダー、水平尾翼に設けられて機体の前後の傾きを制御するエレベータなどが不要となるが、クルージング時の機動性を、空力弾性を利用することで確保するため、請求項4に記載したように、前記後翼にエルロン、ラダーを配し、尾翼を設けないことを特徴とすることができ、機体構造を単純化できて機体そのものを安く構成することができる。

【0021】そしてファン・エンジンを支持する2軸は、請求項5に記載したように、前記ファン・エンジンは、該ファン・エンジンを第1のヒンジで支持したサポートリングと、該サポートリングを翼体に取り付ける第2のヒンジと、前記第1と第2のヒンジのそれぞれを回転させる機構とを有していることを特徴とする。

【0022】このようにファン・エンジンを構成することによって推力方向を自由に制御することが可能となり、前記したように理論的に全ての空間ベクトルに推力が出せるから、大きな機動性が得られる。

【0023】さらにファン・エンジンへの高圧空気と燃料の供給は、請求項6に記載したように、前記サポートリングの第1と第2のヒンジに燃料供給路を設け、燃料とコア・エンジンからの高圧空気とを第2のヒンジに支持されたサポートリングを介して第1のヒンジに支持されたファン・エンジンに供給するようにしたことを特徴とする。

【0024】このようにファン・エンジンを駆動する高圧空気と燃料を、ファン・エンジンを構成するサポート

リングとヒンジを通して供給することで安全に、確実に供給が可能となる。

【0025】さらに本発明における垂直離着陸機は、前記したようにファン・エンジンの推力を理論的に全ての空間ベクトルに出せるから、場合によってはこの推力がコックピットを含むキャビンへ向かうことも考えられ、こういった危険を防止するため本発明においては、請求項7に記載したように、前記翼体に設けられたファン・エンジンとコックピットを含むキャビン間とに、遮蔽板を有していることを特徴とする。

【0026】このようにすることにより、例えば事故や誤りでファン・エンジンの推力がコックピットを含むキャビンへ向かって、遮蔽板がこの推力をキャビン及びコックピットから遮蔽するため、安全な航行が可能となる。

【0027】

【発明の実施の形態】以下、図面に基づいて本発明の実施の形態を例示的に詳しく説明する。但し、この実施の形態に記載されている構成部品の寸法、材質、形状、その相対配置などは、特に特定の記載がない限りはこの発明の範囲をそのみに限定する趣旨ではなく、単なる説明例に過ぎない。

【0028】図1は本発明になる垂直離着陸機の実施の形態を機体上方から見た平面図であり、図2は同じく推進装置を構成するチルト・ファン・エンジンをチルトさせた状態の正面図、図3は本発明を構成するコア分離型ターボファン・エンジンのコア・エンジンとファン・エンジンの構造を説明するための図、図4は同じくファン・エンジンを説明するための図、図5乃至図12は本発明になる垂直離着陸機のホバリングとクルージングの各種形態を説明するための図、図13及び図14は、本発明の垂直離着陸機の制御を説明するための図である。

【0029】図中1は本発明の垂直離着陸機の機体、2は翼体で、このうち2<sub>1</sub>は前翼、2<sub>2</sub>は後翼、2<sub>3</sub>は前翼と後翼を結ぶ中間翼部、3はコア・エンジン、4はチルト・ファン・エンジン、5は後翼2<sub>2</sub>に設けたエルロン（昇降舵）とラダー（方向舵）、6は車輪、7は事故や誤りでファン・エンジンの推力がコックピットを含むキャビン方向へ向かった場合にこれを遮る遮蔽板、20はタービン、21は軸、22は圧縮機、23は燃焼機、24はコア・エンジン3からの高圧空気をチルト・ファン・エンジン4に送る高圧ダクト、25はチルト・ファン・エンジン4に燃料を供給する燃料供給パイプ、26、27はチルト・ファン・エンジン4やヒンジ駆動用モータの制御用ワイヤハーネス、30は推進力を発生させるためのファン・エンジン、31、32、33、34はこのファン・エンジン30をサポートリング35と翼体2に回転可能に取り付けるヒンジ、36、37、38、39はこれらヒンジ31～34を回転駆動する定位保持特性に優れた油圧揺動モータ（ラックピニオン形

10

20

30

40

50

シリンダ等)、40はファン・エンジン30を構成する静翼、41は同じく動翼、42はタービン、43は燃焼機、44はタービンの回転を減速して動翼41を回転させる減速ギアである。

【0030】本発明における垂直離着陸機は、コア分離型ターボファン・エンジンを用い、図1に示したように機体1の前後に前翼2<sub>1</sub>、後翼2<sub>2</sub>からなる翼体2を設けると共に、この前翼2<sub>1</sub>、後翼2<sub>2</sub>の間に中間翼部2<sub>3</sub>を形成して燃料用のインテグラル・タンク(図示せず)と機体重心位置にコア・エンジン3を配し、さらに前翼2<sub>1</sub>、後翼2<sub>2</sub>の両側に、コア・エンジン3から高圧空気の供給を受けて駆動されるチルト・ファン・エンジン4<sub>1</sub>、4<sub>2</sub>、4<sub>3</sub>、4<sub>4</sub>を配してなる。そして後翼2<sub>2</sub>は、図2のように前翼2<sub>1</sub>より高く形成し、前翼2<sub>1</sub>に配したチルト・ファン・エンジン4<sub>1</sub>、4<sub>2</sub>からの排気が後翼2<sub>2</sub>に配したチルト・ファン・エンジン4<sub>3</sub>、4<sub>4</sub>に当たらないようにし、全てのチルト・ファン・エンジン4の推力が揚力発生に貢献できるようにすると共に滑空離陸時において機体後部が下がった場合でも、チルト・ファン・エンジン4<sub>3</sub>、4<sub>4</sub>と地上とのクリアランスが保たれて安全に離陸することができるようにしてある。

【0031】そしてコア分離型ターボファン・エンジンを構成するコア・エンジン3とチルト・ファン・エンジン4は、図3に詳細を示したように、まずコア・エンジン3は、タービン20と軸21で結合された圧縮機22、この圧縮機22が圧縮した空気と燃料を混合して燃焼させ、タービン20を回転させる燃焼機23などで構成される。一方チルト・ファン・エンジン4は、推進力を発生させるためのファン・エンジン30と、このファン・エンジン30をヒンジ31、32で回転可能に保持し、さらにヒンジ33、34で回転可能に翼体2に取り付けたサポートリング35とからなる。そしてこれらヒンジ31～34は、高圧ダクト24、燃料供給パイプ25などの配管類、制御用のワイヤハーネス26、27などを通すため中空とし、定位置保持特性に優れた油圧揺動モータ(ラックピニオン形シリンダ等)36～39などで駆動できるようにしてある。

【0032】ファン・エンジン30は、図4(A)に正面図を、図4(B)に断面図を示したように、静翼40、動翼41を有し、前記コア・エンジン3から高圧ダクト24を介して送られてくる高圧空気と、図示していないインテグラル・タンクから燃料供給パイプ25を介して送られてくる燃料を混合して燃焼させ、タービン42を回転させる燃焼機43、タービンの回転を減速して動翼41を回転させる減速ギア44などで構成される。

【0033】そしてこれらコア・エンジン3、及びチルト・ファン・エンジン4は、図3に示したように、コア・エンジン3の圧縮機22で圧縮した高圧空気をチルト・ファン・エンジン4に送るため、コア・エンジン3の

圧縮機22からヒンジ33(または34)、サポートリング35、ヒンジ32(または31)、ファン・エンジン30の静翼40などを介して高圧ダクト24で結ばれている。また燃料供給のためのパイプ25、ファン・エンジン30の回転制御やヒンジ31～34の回転駆動制御を行うためのワイヤハーネス26、27などもこれらヒンジ34(または33)、サポートリング35、ヒンジ31(または32)、ファン・エンジン30の静翼40などを介してファン・エンジン30の燃焼機43、油圧揺動モータ36～39などと結ばれている。またこれら高圧ダクト24、燃料供給のためのパイプ25は、ヒンジ部31～34において回転継手、またはフレキシブル継手などを用い、回転運動に対応できるようにしてある。

【0034】図13は、このような本発明の垂直離着陸機の制御をおこなうための制御ブロック図を示したもので、図中100はフライトコントロール用のコンピュータ、101はモーション・センサーで、x、y、z方向の加速度を測定する加速度計、ピッチ(Pitch)、ロール(Roll)、ヨー(Yaw)方向の回転を検出するレート・ジャイロなどで構成される。102は、フライトコントロール状態を表示するマルチ・ファンクショナル・ディスプレイ(Multi Functional Display)で、BIT(Built In Test)入力やオートパイロット入力の状態を表示する。103は高度を測定する電波高度計、104は機体の状態を検出するエア・データ・センサー・システムで、機体の迎角を検出する $\alpha$ トランスミッタ、横滑り角を検出する $\beta$ センサ、速度を検出するピトー・スタティック・プローブ、温度を検出する全温度プローブなどで構成される。105はパイロット入力で、ピッチとロール角を入力する操縦桿、ヨー制御、またはステアリングのペダル、エンジンのスロットル、トリムの制御などをおこなう。106は慣性航法装置、107は車輪6の収納状況の検出装置、108はサポートリング35の回転角度を制御する外リング・ロータリ・アクチュエータ、109はファン・エンジン30の回転角度を制御するファン・エンジン・ロータリ・アクチュエータ、110はファン・エンジンへの燃料の供給量を制御するファン・エンジン燃料供給ノズル調節弁、111はファン・エンジンへの高圧空気の供給量を制御するファン・エンジン・ブリード・エア供給ノズル調節弁、112はコア・エンジンへの燃料の供給量を制御するコア・エンジン燃料供給ノズル調節弁、113はエルロン5の角度を調節するフラップロン・アクチュエータ、114はステアリング・コントロール・ボックス、115はラダー5の角度を調節するラダー・アクチュエータである。

【0035】また図14は、運転モードの切替スイッチを示したもので、120はモード切替スイッチ、121は自動離着陸を指示する自動離着陸ボタンで、この自動

離着陸ボタン121を押しながらモード切替スイッチを操作することで、自動離陸や自動着陸を実行することができる。122は地上でコア・エンジン3のスタートからコア・エンジン3とチルト・ファン・エンジン4がアイドル状態となるまで、及び、アイドル状態からエンジン停止するまでの状態を選択するためのスタート・モード、123は機体が水平状態で翼による揚力飛行以外の飛行を行う場合に対して選択するホバリング・モード、124は機体が水平状態で翼による揚力飛行を行う場合に対して選択するクルーズ・モードである。

【0036】このように構成した本発明の垂直離着陸機において、垂直離陸を行う場合は図5に示したようにチルト・ファン・エンジン4の推力が地上を向くようにし、パイロット入力105における図14に示したモード切替スイッチでスタート・モード122を選択すると、コア・エンジン燃料供給ノズル調節弁112が調節され、翼2の中間翼部2<sub>3</sub>に設けられたインテグラル・タンクから燃料がコア・エンジン3、燃料供給パイプ3を介してファン・エンジン30に送られ、コア・エンジン3が始動される。そして、コア・エンジン3のタービン20が回転し、圧縮機22で高圧空気が生成されるとこの高圧空気が高圧ダクト24を介してファン・エンジン30に送られ、ファン・エンジン・ブリード・エア供給ノズル調節弁111が調節されると共に、ファン・エンジン燃料供給ノズル調節弁110が調節され、ファン・エンジン30の燃焼機43で燃料が燃焼されてタービン42が回転し、減速ギア44を介して動翼41が回転してアイドル状態に達する。

【0037】そして、チルト・ファン・エンジン4のファン・エンジン30の推力が一定以上に達したところでパイロット入力105における図14に示したモード切替スイッチでホバリング・モード123を選択すると、コア・エンジン燃料供給ノズル調節弁112が調節されてコア・エンジン3の出力が増大され、同時にファン・エンジン燃料供給ノズル調節弁110、ファン・エンジン・ブリード・エア供給ノズル調節弁111が調節されてチルト・ファン・エンジン4の推力が大きくなって機体は上昇する。そのため、機体が一定の高度に達したところでパイロット入力105における図14に示したモード切替スイッチでクルーズ・モードを選択すると、外

リング・ロータリ・アクチュエータ108に信号が送られてチルト・ファン・エンジン4<sub>1</sub>から4<sub>4</sub>のサポートリング35が徐々にチルトして前進力が与えられ、翼2による揚力が生じて本発明の垂直離着陸機のクルージング状態を後ろから見た図6に示したように、チルト・ファン・エンジン4の推力がすべて後方に出力される状態でクルージングが行われる。

【0038】その後は、パイロット入力105によりパイロットが操縦桿やステアリングペダルなどで手動操縦を行ったり、モーション・センサー101、電波高度計

103、エア・データ・センサー・システム104等からの情報を基に、慣性航法装置106などを使って自動操縦をおこなうことができる。

【0039】すなわち、ホバリングにおいてもクルージングにおいても全てのチルト・ファン・エンジン4が使われるわけであり、従来装置のようにリフト時とクルーズ時のファンが完全分離し、ホバリング時にはクルーズ用ファンの重量が、クルーズ時にはリフト用ファンの重量がそれぞれよい重量となって無駄を生じることが無い。そのためチルト・ファン・エンジン4のファン・エンジン30の径を小さくでき、いずれかのファンが故障して垂直着陸できない場合も、図7に示したような形態で安全な滑空着陸が可能となる。

【0040】なお以上の説明では、スタート・モード122からホバリング・モード123、クルーズ・モード124と順次切替てゆく場合を説明したが、着陸している状態のスタート・モード122から直接クルーズ・モード124に切替ることもできる。この場合は、クルーズ状態の想定高度、方位、速度（水平状態で翼による揚力飛行となることが条件）をマルチ・ファンクショナル・ディスプレイ102で入力し、自動離着陸ボタン121を押しながらクルーズ・モード124に切替ると、マルチ・ファンクショナル・ディスプレイ102で入力した状態になるまで前記した過程を経て自動遷移させることができる。

【0041】また、クルーズ・モード124からホバリング・モード123に切替た場合は、高度コントロール、方位維持のまま、外リング・ロータリ・アクチュエータ108に信号が送られてチルト・ファン・エンジン4<sub>1</sub>から4<sub>4</sub>のサポートリング35が徐々にチルトし、推力が下方に向けられて定位置でのホバリング・モードにされる。さらに、マルチ・ファンクショナル・ディスプレイ102から着陸想定ポイントを入力し、クルーズ・モード124から自動離着陸ボタン121を押しながらスタート・モード122に切替た場合は、上記したクルーズ・モードからホバリング・モードへの切替、そして入力した着陸想定ポイントへの着陸とスタート・モードへの切替が自動的に行われる。

【0042】また本発明の垂直離着陸機は、各チルト・ファン・エンジン4のファン・エンジン30が、前記したようにサポートリング35とヒンジ31～34によってロール方向とピッチ方向に回転可能であり、そのため理論的に全ての空間ベクトルに推力が出せるから、ホバリング時も機体を傾けることなく、図8から図12に示したように、前後、左右、回転の運動が可能となって大きな機動性が得られる。

【0043】まず図8はホバリング時のピッチ運動を制御する場合の説明図であり、この場合は、パイロット入力105の操縦桿を操作すると、後翼2<sub>2</sub>に設けられたチルト・ファン・エンジン4<sub>3</sub>、4<sub>4</sub>がファン・エンジ

10

20

30

40

50

ン・ロータリ・アクチュエータ109により、推力が矢印80、81で示したように互いに逆方向に向かう（この図8の場合は機体の外側に向かうよう）ようロール回転させられ、機体の後ろ側の揚力が減少して矢印82で示したようなピッチ運動させることができる。機首側を下げる場合は、前翼2<sub>2</sub>に設けられたチルト・ファン・エンジン4<sub>1</sub>、4<sub>2</sub>の推力が互いに逆方向に向かうようロール回転させればよい。

【0044】次に図9は、ホバリング時のロール運動を制御する場合の説明図であり、この場合は前翼2<sub>1</sub>と後翼2<sub>2</sub>に設けられたチルト・ファン・エンジン4<sub>1</sub>、4<sub>3</sub>の推力が、矢印83、84で示したように互いに逆方向に向かう（この図9の場合は機体の前と後ろに向かうよう）ようピッチ回転させ、機体の左側の揚力を減少させることで、矢印85で示したようなロール運動を生じさせるものである。逆側にロールさせる場合は、チルト・ファン・エンジン4<sub>2</sub>、4<sub>4</sub>の推力が互いに逆方向に向かうようピッチ回転させればよい。

【0045】次に図10は、ホバリング時の重心周りのヨー運動を制御する場合の説明図であり、この場合は前翼2<sub>1</sub>に設けられたチルト・ファン・エンジン4<sub>2</sub>と後翼2<sub>2</sub>に設けられたチルト・ファン・エンジン4<sub>3</sub>の推力が、矢印86、87で示したように互いに逆方向に向かう（この図10の場合はチルト・ファン・エンジン4<sub>3</sub>の推力が前方に、チルト・ファン・エンジン4<sub>2</sub>の推力が後方に向くようにしている）ようピッチ回転させ、矢印88で示したように機体を時計回りさせるものである。逆側に回転させる場合は、チルト・ファン・エンジン4<sub>3</sub>の推力を後方に、チルト・ファン・エンジン4<sub>2</sub>の推力を前方に向けるか、チルト・ファン・エンジン4<sub>1</sub>の推力を後方に、チルト・ファン・エンジン4<sub>4</sub>の推力を前方に向くようにピッチ回転させればよい。

【0046】次に図11は、ホバリング時に左右方向の重心並進運動を制御する場合の説明図であり、この場合はチルト・ファン・エンジン4<sub>1</sub>から4<sub>4</sub>を、全て矢印89から92で示したように反時計回りにロール回転させ、各チルト・ファン・エンジン4<sub>1</sub>から4<sub>4</sub>の推力を全て図上右方向に向かわせ、矢印93で示したように、機体を左側に並進させるものである。機体を右側に並進させる場合は、チルト・ファン・エンジン4<sub>1</sub>から4<sub>4</sub>を全て時計回りにロール回転させればよい。

【0047】次に図12は、ホバリング時に前後方向の重心並進運動を制御する場合の説明図であり、この場合はチルト・ファン・エンジン4<sub>1</sub>から4<sub>4</sub>を、全て矢印94から97で示したように時計回りにピッチ回転させ、各チルト・ファン・エンジン4<sub>1</sub>から4<sub>4</sub>の推力を全て機体前方に向かわせ、矢印98で示したように、機体を後ろ側に並進させるものである。機体を前方に並進させる場合は、チルト・ファン・エンジン4<sub>1</sub>から4<sub>4</sub>を全て反時計回りにロール回転させればよい。

【0048】このように本発明の垂直離着陸機では、ホバリング時であっても機体を傾けることなく前後、左右、回転の運動が可能であり、大きな機動性が得られるわけであるが、更に複雑な運動を制御する場合や能動的に複雑な運動を行わせる場合は、以上述べてきたような図8から図12で説明した動作を組み合わせることで容易に実施することができる。

【0049】なお、以上の飛行制御はフライ・バイ・ワイヤ、またはフライ・バイ・ライトなどを用いて自動制御するようにすることにより、より安全確実な運行が可能となる。

【0050】また以上の説明では、チルト・ファン・エンジン4を4つ配置した場合を例にとりて説明してきたが、例えば機体1の後部の一段高くした部分にチルト・ファン・エンジン4を1つだけ設け、チルト・ファン・エンジン4を3つで構成しても以上述べてきたような種々の効果が得られる。

【0051】

【発明の効果】以上記載の如く請求項1に記載した本発明によれば、翼を前翼と後翼にわけ、前記推進装置を構成するファン・エンジンを前翼と後翼の両側に設けると共にファン・エンジンを2軸で支持して理論的に全ての空間ベクトルに推力が出せるようにすることで、操縦安定性が増し、さらにホバリング時も機体を傾けることなく前後、左右、回転の運動が可能となつて、大きな機動性が得られる。また、機体を任意の姿勢に保持した状態でのホバリングも可能となる。さらに、ファン径も、ファン2基タイプと較べて小さくすることができるから、いずれかのファンが故障して垂直着陸できない場合も、安全な滑空着陸が可能となる。

【0052】また、ファン・エンジンを2軸で支持することによって推力を下方と後方に向けることが可能となり、同一ファン・エンジンでホバリングとクルージングをおこなうことができると共にリフト形態からクルーズ状態への遷移もスムーズに行うことが可能となり、非常に効率の良い垂直離着陸機が実現できる。

【0053】そして請求項2に記載した本発明によれば、コア・エンジンを機体重心近傍の中間翼部に配することによって機体の重量配分のバランスが良くなり、コア・エンジンの故障などがあっても滑空を安全におこなうことができると共に翼強度も軽減でき、またコア・エンジンの火災などの場合も機体に及ぶことが少なく、安全性の面でも優れている。

【0054】そして請求項3に記載した本発明によれば、クルーズ時の排気が重ならないよう後翼を前翼より高くすることにより全てのファン・エンジンの推力が揚力発生に貢献し、かつ、滑空離陸時において機体後部が下がった場合でも、ファン・エンジンと地上とのクリアランスが保たれて安全に離陸することが可能となる。

【0055】そして請求項4に記載した本発明によれば



ば、ファン・エンジンを前翼と後翼の両側に設けると共にファン・エンジンを2軸で支持することで、理論的に全ての空間ベクトルに推力が出せるからクルージング時も機体制御をこれらファン・エンジンでおこなうことができ、通常の航空機に用いられる垂直尾翼、水平尾翼、水平尾翼に設けられて機体の前後の傾きを制御するエレベータなどが不要となり、機体構造を単純化できて機体そのものを安く構成することができる。

【0056】そして請求項5に記載した本発明によれば、ファン・エンジンは推力方向を自由に制御することが可能となり、理論的に全ての空間ベクトルに推力が出せるから大きな機動性が得られる。

【0057】さらに請求項6に記載した本発明によれば、ファン・エンジンを駆動する高圧空気と燃料を、推進装置を構成するサポートリングとヒンジを通して供給することで安全に、確実に供給が可能となる。

【0058】さらに請求項7に記載した本発明によれば、遮蔽板がこの推力をキャビン及びコックピットから遮蔽するため、安全な航行が可能となる。

【図面の簡単な説明】

【図1】 本発明になる垂直離着陸機の実施の形態を機体上方から見た平面図である。

【図2】 本発明になる垂直離着陸機の実施の形態を機体前方から見た正面図である。

【図3】 本発明になる垂直離着陸機におけるコア分離型ターボファン・エンジンのコア・エンジンとチルト・ファン・エンジンの構造、及び高圧空気と燃料の供給経路を示す模式図である。

【図4】 本発明になる垂直離着陸機におけるファン・エンジンの構造を説明するための図で、(A)は正面図、(B)は断面図ある。

【図5】 本発明になる垂直離着陸機の実施形態を正面から見た模式図である。

【図6】 本発明になる垂直離着陸機の実施形態を後方から見た模式図である。

【図7】 本発明になる垂直離着陸機の実施形態におけ\*

\*る固定翼と同様な離着陸形態を側方から見た模式図である。

【図8】 本発明になる垂直離着陸機の実施形態におけるピッチ運動を制御するため、後翼の左右に設けたチルト・ファン・エンジンの傾き具合を示した模式図である。

【図9】 本発明になる垂直離着陸機の実施形態におけるロール運動を制御するため、前翼と後翼の片側に設けたチルト・ファン・エンジンの傾き具合を示した模式図である。

【図10】 本発明になる垂直離着陸機の実施形態におけるヨー運動を制御するため、前翼と後翼の互いに交差するチルト・ファン・エンジンの傾き具合を示した模式図である。

【図11】 本発明になる垂直離着陸機の実施形態における左右方向の重心並進運動を制御するため、全てのチルト・ファン・エンジンを傾けた場合の正面模式図である。

【図12】 本発明になる垂直離着陸機の実施形態における前後方向の重心並進運動を制御するため、全てのチルト・ファン・エンジンを傾けた場合の側面模式図である。

【図13】 本発明になる垂直離着陸機の制御をおこなうための制御ブロック図である。

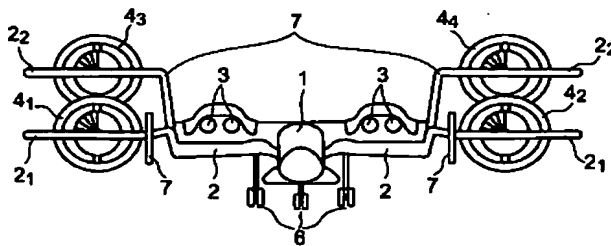
【図14】 本発明になる垂直離着陸機の運転モードの切替スイッチを示した図である。

【図15】 従来のコア分離型ターボファン・エンジンを用いた垂直離着陸機の説明図である。

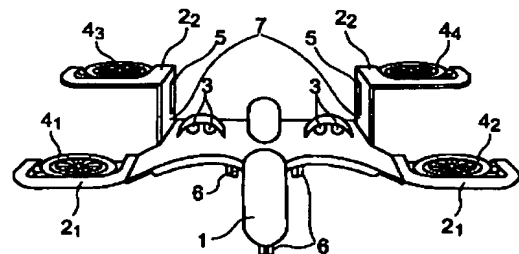
【符号の説明】

- 1 機体
- 2 翼体
- 3 コア・エンジン
- 4 チルト・ファン・エンジン
- 5 エルロン（昇降舵）、ラダー（方向舵）
- 6 車輪
- 7 遮蔽板

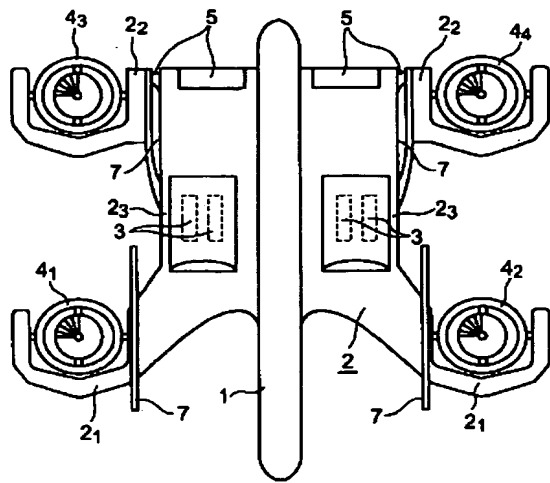
【図2】



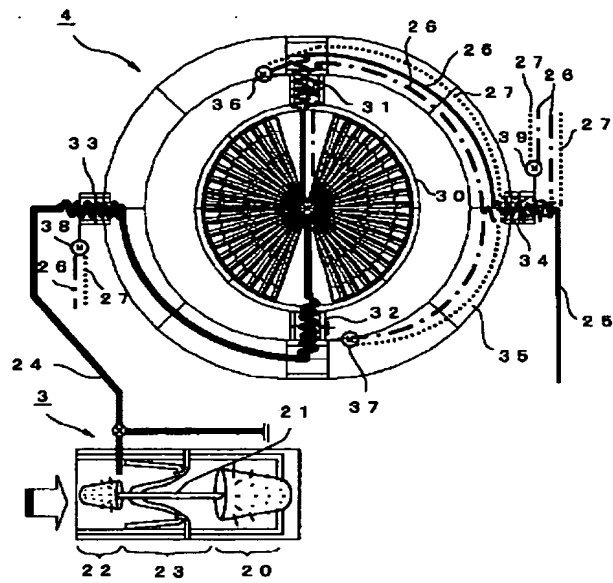
【図5】



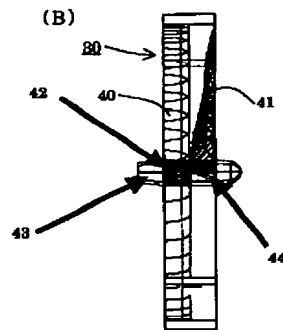
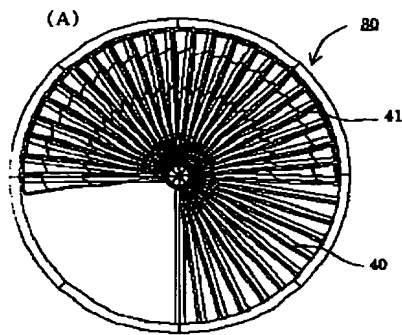
【図1】



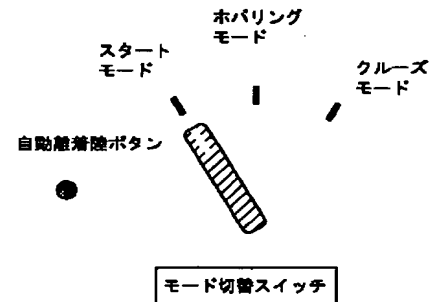
【図3】



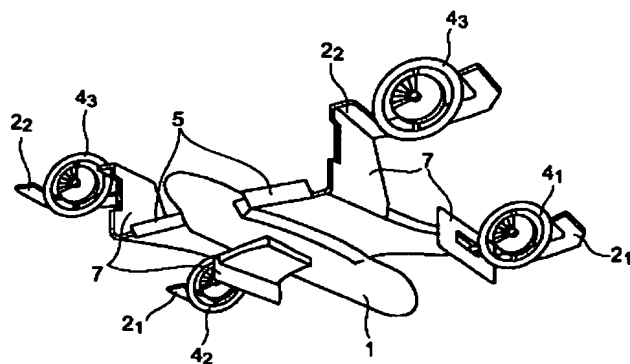
【図4】



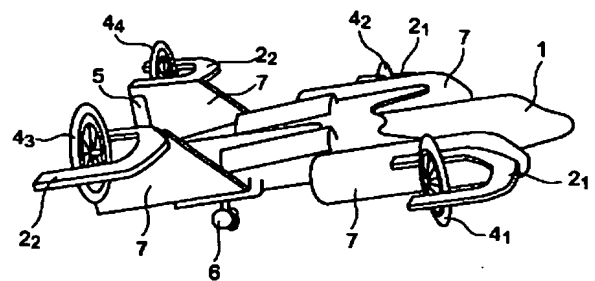
【図14】



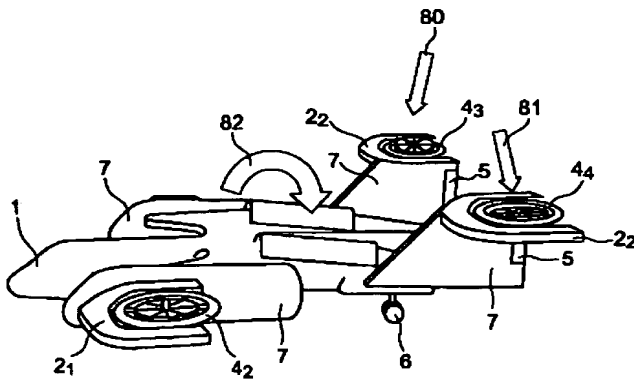
【図6】



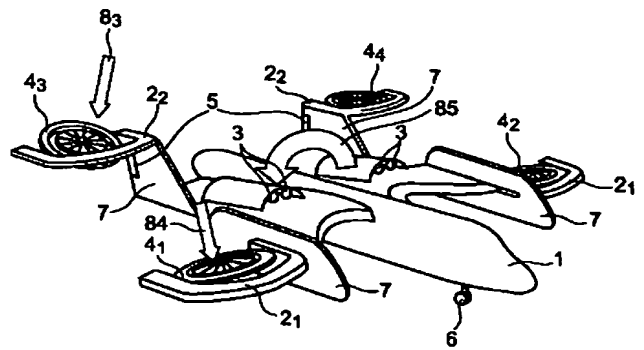
【図7】



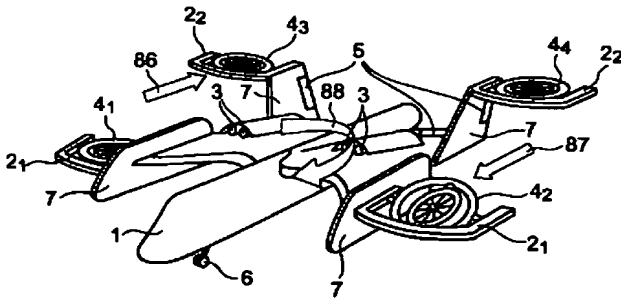
【図8】



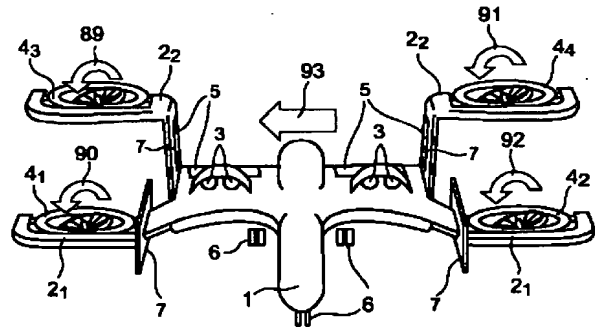
【図9】



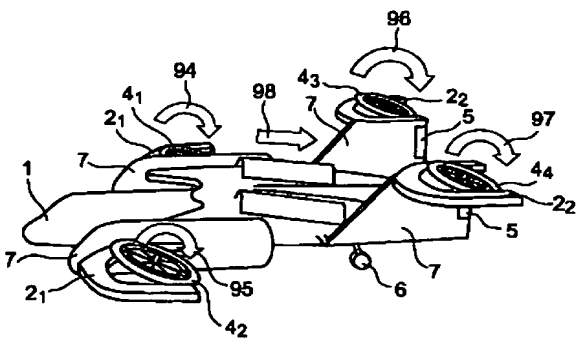
【図10】



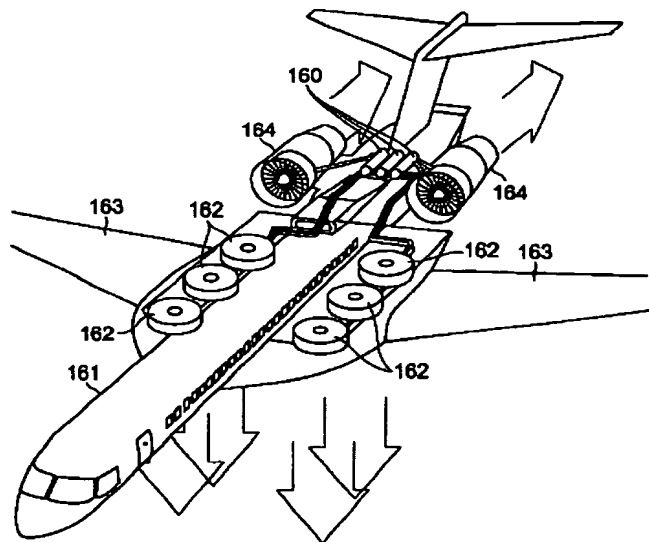
【図11】



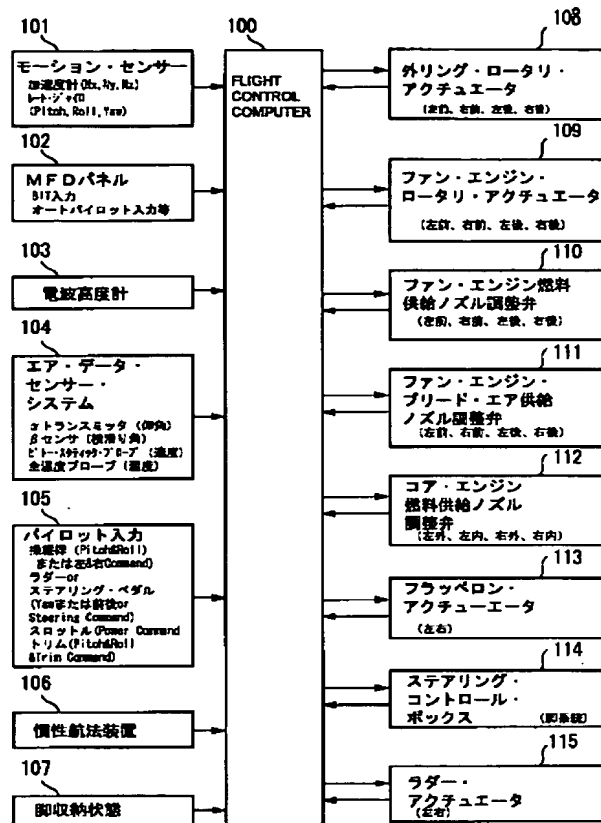
【図12】



【図15】



【図13】



## 【手続補正書】

【提出日】平成13年11月16日（2001. 11. 16）

## 【手続補正1】

【補正対象書類名】明細書

【補正対象項目名】0025

【補正方法】変更

## 【補正内容】

【0025】さらに本発明における垂直離着陸機は、前記したようにファン・エンジンの推力を理論的に全ての空間ベクトルに出せるから、この推力（ファン・エンジンの回転面）がコックピットを含むキャビンへ向かうことも考えられ、こういった危険を防止するため本発明においては、請求項7に記載したように、前記翼体に設けられたファン・エンジンとコックピットを含むキャビン間とに、遮蔽板を有していることを特徴とする。

## 【手続補正2】

【補正対象書類名】明細書

【補正対象項目名】0026

【補正方法】変更

## 【補正内容】

【0026】このようにすることにより、例えば事故や誤りでファン・エンジンの推力（回転面）がコックピットを含むキャビンへ向かって、遮蔽板がこの推力（危険回転面）をキャビン及びコックピットから遮蔽するため、安全な航行が可能となる。

## 【手続補正3】

【補正対象書類名】明細書

【補正対象項目名】0029

【補正方法】変更

## 【補正内容】

【0029】図中1は本発明の垂直離着陸機の機体、2は翼体で、このうち2<sub>1</sub>は前翼、2<sub>2</sub>は後翼、2<sub>3</sub>は前翼と後翼を結ぶ中間翼部、3はコア・エンジン、4はチルト・ファン・エンジン、5は後翼2<sub>2</sub>に設けたエルロン（昇降舵）とラダー（方向舵）、6は車輪、7は事故や誤りでファン・エンジンの推力（回転面）がコックピットを含むキャビン方向へ向かった場合にこれを遮る遮蔽板、20はタービン、21は軸、22は圧縮機、23は燃焼機、24はコア・エンジン3からの高圧空気をチルト・ファン・エンジン4に送る高圧ダクト、25はチ

ルト・ファン・エンジン 4 に燃料を供給する燃料供給パイプ、26、27 はチルト・ファン・エンジン 4 やヒンジ駆動用モータの制御用ワイヤハーネス、30 は推進力を発生させるためのファン・エンジン、31、32、33、34 はこのファン・エンジン 30 をサポートリング 35 と翼体 2 に回転可能に取り付けるヒンジ、36、37、38、39 はこれらヒンジ 31～34 を回転駆動する定位置保持特性に優れた油圧揺動モータ（ラックピニオン形シリンダ等）、40 はファン・エンジン 30 を構成する静翼、41 は同じく動翼、42 はタービン、43 は燃焼機、44 はタービンの回転を減速して動翼 41 を

回転させる減速ギアである。

【手続補正 4】

【補正対象書類名】明細書

【補正対象項目名】0058

【補正方法】変更

【補正内容】

【0058】さらに請求項 7 に記載した本発明によれば、遮蔽板がこの推力（ファン・エンジンの回転面）をキャビン及びコックピットから遮蔽するため、安全な航行が可能となる。